

УДК 621.438-226.739.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-1-41-48

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ТЕРМОСТОЙКОСТЬ

А.В. ЗОРИЧЕВ¹, Г.Т. ПАЩЕНКО², О.А. ПАРФЕНОВСКАЯ³, В.М. САМОЙЛЕНКО⁴,
Т.И. ГОЛОВНЕВА⁵

¹*Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков
им. Героя Советского Союза А.К. Серова, г. Краснодар, Россия*

²*Военное представительство МО РФ, г. Москва, Россия*

³*Московский политехнический университет, г. Москва, Россия*

⁴*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

⁵*Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия
им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия*

Современные ГТД работают в условиях изменения температурных нагрузок, поэтому одной из важных характеристик применяемых защитных покрытий на рабочих лопатках турбины является их высокая сопротивляемость возникновению и развитию трещин при механических и термических нагрузках. Применяемые эффективные системы внутреннего теплоотвода охлаждаемых лопаток турбины приводят к росту их теплонапряженности. В настоящее время возникающие трещины от термической усталости являются одним из распространенных дефектов, применяемых на лопатках турбины защитных покрытий. Термостойкость покрытий при высоких температурах определяется тремя факторами: формой детали, на которую нанесено покрытие, толщиной покрытия и фазовым составом поверхностных слоев или максимальным содержанием алюминия в покрытии. Поэтому при выборе защитного покрытия для данных условий эксплуатации важно знать влияние данных факторов на термостойкость покрытия. В работе проведено сравнительное исследование различных покрытий на их стойкость к образованию трещин при циклическом изменении температуры. Установлена зависимость термостойкости рассматриваемых покрытий от метода их нанесения и фазово-структурного состояния. Особенно ценным является установленный механизм образования и распространения термоусталостных трещин в зависимости от фазового состава исходного покрытия. Показано, что долговечность защитных покрытий при циклическом изменении температуры зависит от химического состава покрытия и способа его формирования. Установлена зависимость образования термоусталостных трещин на образцах с исследуемыми покрытиями от количества циклов изменения температуры.

Ключевые слова: термостойкость, трещина, защитное покрытие, долговечность, рабочая лопатка.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из важных характеристик покрытий, применяемых для защиты жаропрочных сплавов от газовой коррозии, является высокая их сопротивляемость возникновению и развитию трещин при механических и термических нагрузках [1, 2]. Увеличение температуры газа перед турбиной в современных двигателях без обеспечения эффективного охлаждения лопаток турбины привело к росту термических напряжений в материале самих лопаток. Термоусталостные трещины как материала лопатки, так и защитного покрытия на них стали одним из наиболее часто повторяющихся дефектов лопаток турбины ГТД (рис. 1).

В строгом смысле термостойкость материалов не является физической константой материалов, а представляет собой своеобразную интегральную техническую характеристику вещества, зависящую от состава, микроструктуры, размеров, геометрической формы и теплофизических свойств материала и его соединений. На этих зависимостях основаны формулы расчёта коэффициентов и критериев термостойкости. На практике термостойкость оценивают обычно числом теплосмен (циклов нагрева и охлаждения), выдерживаемых образцом (изделием) до по-

явления трещин, частичного или полного разрушения, либо температурным градиентом, при котором возникают трещины.

Наибольшее влияние на относительный уровень термической стойкости оказывает характер фазово-структурных превращений, происходящих при нагревании и охлаждении материалов [3].

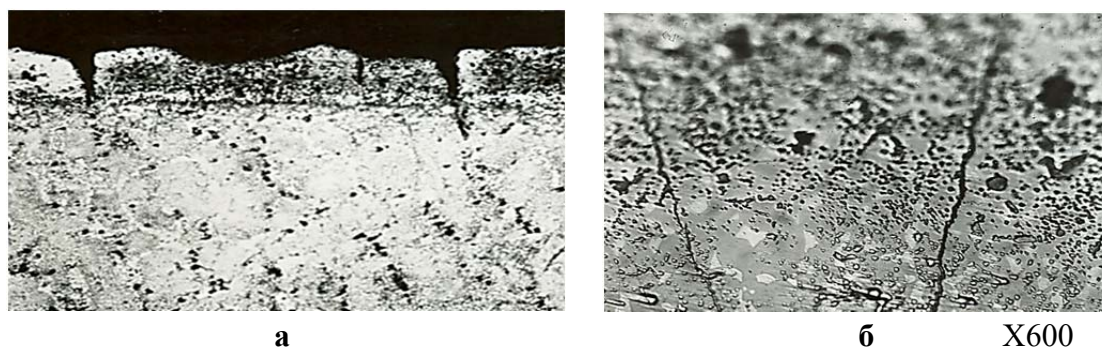


Рис. 1. Трещины в покрытии, проникающие в сплав (а), и на внутренней поверхности рабочей лопатки турбины двигателя ПС90А (б)
Fig. 1. Cracks in the coating penetrating the alloy (a) and on the inner surface of the turbine blade of the PS90A engine (б)

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Термостойкость лопаток турбин определяется конструктивными факторами и свойствами материала, и их защитными покрытиями.

Конструктивные факторы можно разделить на два вида: решаемые и трудно решаемые [4].

Решаемые факторы можно рассмотреть на блоке соплового аппарата. Жесткое закрепление с двух сторон блока СА к неподвижным кольцам (рис. 2,а) приводит к повышенным термическим напряжениям в блоке и появлению в нем трещин. Изменение конструкции: 2 сопловые лопатки (рис. 2,б) попеременно через одну приваривают к внешнему и внутреннему кольцам, что обеспечивает свободное расширение конструкции при нагреве.

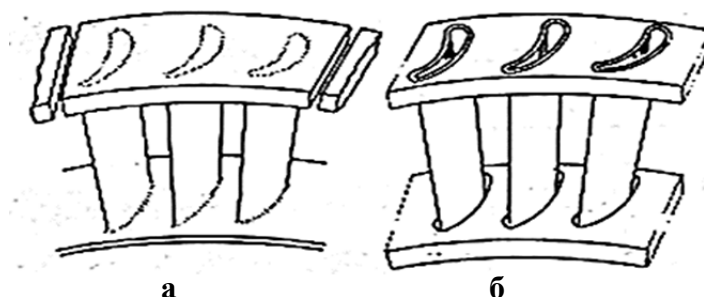


Рис. 2. Жесткая конструкция направляющего аппарата (а) и допускающая свободное расширение лопаток (б) [4]
Fig. 2. Rigid structure of the guide device (a) and allowing free expansion of the blades (б) [4]

Трудно решаемые факторы. Геометрический профиль рабочей лопатки турбины определяет более высокую скорость нагрева и охлаждения передней кромки лопатки по сравнению с остальной частью лопатки (по хорде). Поэтому в первую очередь трещины будут появляться в передней кромке рабочей лопатки как без покрытия, так и с любым покрытием. Отсюда следует, что определяющим показателем термостойкости покрытия является не количество циклов теплосмен до появ-

ления трещин на передней кромке (хотя это тоже следует учитывать), а количество циклов тепломен до появления первых трещин на спинке и корите лопатки.

Термостойкость покрытия лопатки зависит от его химического и фазового состава, толщины и его свойств.

1. Увеличение пластичности материала способствует повышению термостойкости. Основной недостаток диффузионных алюминидных покрытий – их низкая пластичность. Пластичность диффузионных покрытий, полученных в порошках (хромоалитирование) или газодиффузионным способом по изгибу, составляет (0,6 – 0,7) %, а пластичность сплава ЖС32 – от 5 до 15 % [1].

2. Температурный коэффициент линейного расширения (ТКРЛ) – чем меньше ТКРЛ, тем выше термостойкость. Термическое расширение алюминидных покрытий изучено мало. В работе [3, 5] представлен ТКРЛ алюминидов никеля, откуда видно, что ТКРЛ алюминидного покрытия примерно в 2 раза меньше ТКРЛ никеля.

3. Модуль упругости. Материалы с низким модулем упругости (например: углерод-углерод) хорошо сопротивляются термическому удару.

4. Высокая теплопроводность материала способствует уменьшению пиков температуры на поверхности.

На термостойкость покрытий существенное влияние оказывают прочностные характеристики структурных составляющих покрытия. Структурными составляющими алюминидных покрытий являются алюминиды: NiAl, Ni₂Al₃ и Ni₃Al, карбиды и другие интерметаллидные фазы. Наиболее важной фазой является NiAl, так как она отвечает за жаростойкость покрытия и занимает основную долю покрытия. С увеличением содержания алюминия прочность и пластичность β -фазы уменьшаются [1, 2]. При циклических испытаниях сколы на покрытии начинают происходить уже после охлаждения до комнатной температуры в связи с накоплением покрытием термических напряжений. Прочность β -фазы можно повысить путем легирования, например, введением хрома.

Основным фактором испытаний на термостойкость является скорость нагрева и особенно охлаждения – более 20 °С/с. При малых скоростях нагрева и охлаждения термические напряжения не значительны. В условиях быстрого нагрева и охладений, постоянно сменяющих друг друга, в покрытии происходит быстрое изменение фазового состава из-за обеднения алюминием, затрачиваемым на образование стабильного α -Al₂O₃. Изменения фазового состава влекут за собой снижение пластичности жаростойкого покрытия, что также способствует накоплению внутренних напряжений, что снижает способность покрытия к их компенсации за счет пластических деформаций.

Методика испытаний исследуемых покрытий осуществлялась следующим образом. Электрическую печь сопротивления нагревали до 1100 °С. В нее закладывали лопатки (одной конструкции) и одинаковые образцы, чтобы имитировать одинаковую скорость нагрева и охлаждения для всех покрытий. Выдержку лопаток и образцов при температуре 1100 °С проводили в течение 20 минут в открытой атмосфере. Затем по одной лопатке с исследуемыми покрытиями быстро перемещали на установку, где лопатки охлаждали со скоростью ~ 50 – 70 град/с в течение 15 минут в струе воздуха. После охлаждения в течение ~ 10 минут лопатки осматривали под микроскопом на наличие трещин. После выемки лопаток из печи и достижения температуры 1100 °С закладывали вторую партию лопаток и образцов с теми же покрытиями. Аналогично поступали со следующей партией лопаток, обеспечивая цикличность исследования. После каждого цикла поверхность образцов осматривали с помощью микроскопа МБС-9 при увеличении 12,5 крат на предмет появления трещин и сколов. Сравнительную оценку термостойкости исследуемых покрытий проводили по числу циклов до появления трещин или сколов в поверхностном слое, а также по площади выкрашивания. Характер и глубину проникновения

трещин определяли металлографическим способом на 2-3 образцах. Одновременно исследовали термостойкость образцов с покрытиями: хромоалитированием в порошках (ХА), циркуляционное хромоалитирование (ЦХА), циркуляционное алитирование (ЦА) и разработанное авторами новое покрытие, полученное из водной суспензии с протеканием экзотермической реакции (ЭТ-3).

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

При испытании на термостойкость лопаток с покрытиями ХА, ЦА, и ЭТ-3 выявились дефекты, которые можно было бы разделить на две категории.

- конструкционные, вследствие геометрического профиля лопатки, которые не связаны с покрытием;

- дефекты, связанные с покрытием.

К конструкционным дефектам следует отнести появление трещин на лопатках со всеми покрытиями в трех местах: место перехода от пера к замку; место перехода с большого сечения к малому – верхняя часть лопатки; места около выходных щелей.

Остановимся на дефектах, связанных с покрытиями ХА, ЦА, и ЭТ-3. Выявилась общая закономерность разрушения покрытия. Сначала появляются локальные выкрашивания покрытия на поверхности на входной кромке, затем на корыте и далее на спинке. С увеличением количества циклов испытания растет общая площадь выкрашивания (рис. 3). Даже невооруженным взглядом видно изменение поверхности образцов этих покрытий.

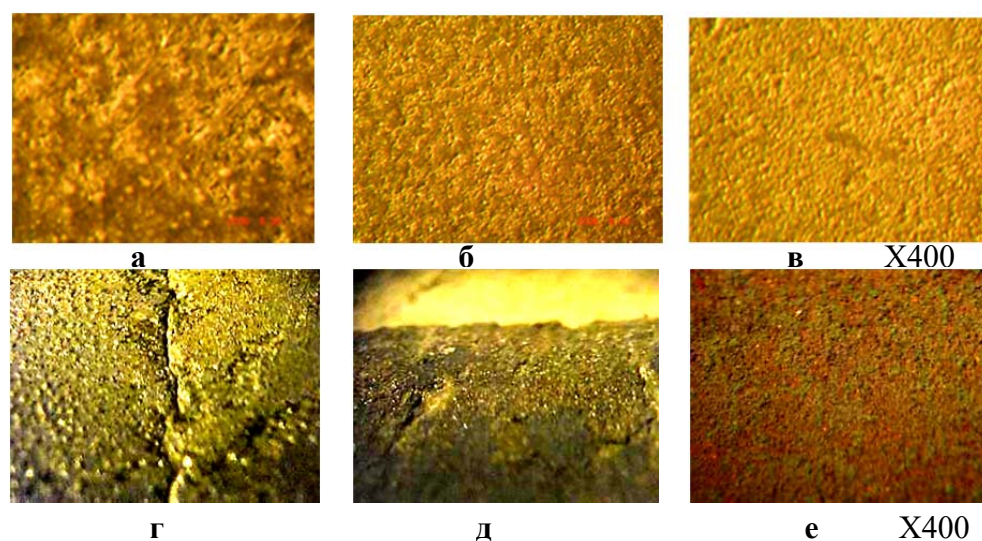


Рис. 3. Внешний вид с поверхности лопатки с покрытиями: ХА (а); ЦА (б); ЭТ-3 (в), до испытаний и с покрытиями: ХА (г); ЦА (д); ЭТ-3 (е) после 385 циклов испытаний на термостойкость

Fig. 3. Appearance from the surface of the blade with coatings: HA (a); CA (б); ET-3 (в), before the test and with coatings: HA (г); CA (д); ET-3 (е) after 385 cycles of heat resistance tests

При испытании на образцах с циркуляционным алитированием и хромоалитированием покрытием площадь выкрашенного покрытия линейно увеличивается и к тридцати циклам достигает: для ХА – 40...50% поверхности, для ЦА – 15...20% поверхности. На образцах с покрытием Экзотерма – 3 первые сколы на гранях наблюдаются после 25 циклов испытаний. Это можно объяснить присутствием в покрытии ЭТ-3 до испытания рационального сочетания $\beta + \gamma'$ фаз и существенному легированию хромом, подавляющим структурные превращения при охлаждении с высоких температур и увеличивающим предел текучести покрытия [3–5].

Затем в местах выкрашивания появляются трещины в покрытиях. Кинетика появления трещин в покрытиях представлена на рис. 4. Покрытие ХА показало самую низкую термостойкость. Начало его разрушения около 200 циклов и через ~ 400 циклов покрытие практически разрушилось. До 500 циклов лопатки с покрытиями ЦА и ЭТ-3B показывали хорошую термостойкость и трудно было отдать предпочтение какому-то из покрытий. Однако в районе 500 – 600 циклов покрытие ЦА начало быстро разрушаться. Покрытие ЭТ-3 до ~ 870 циклов находилось в удовлетворительном состоянии. Затем появились выкрашивания на входной кромке и первые признаки разрушения на корыте.

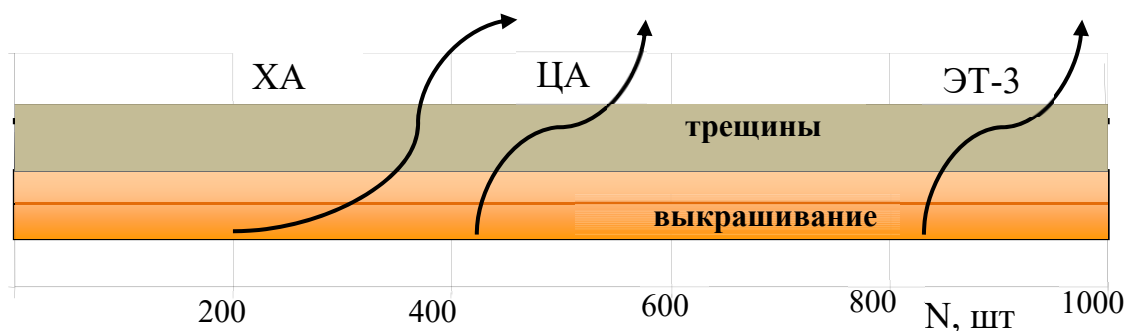


Рис. 4. Термостойкость покрытий ХА, ЦА и ЭТ-3 на лопатках (без учета трещин в местах концентраторов напряжений: около замка, верхняя часть лопатки и около выходных щелей)

Fig. 4. The thermal stability of the coating HA, CA and ET-3 on the blades (excluding cracks in areas of stress concentrators: near the lock, the upper part of the blade and near the output slots)

Такое поведение покрытий можно объяснить высоким содержанием алюминия в покрытиях ХА и ЦА. Наличие в покрытии ЭТ-3 более высокого содержания хрома (10...13 % по сравнению с 3...4% хрома в покрытиях ХА и ЦА) подавляет структурные превращения при охлаждении с высоких температур и увеличивающим предел текучести покрытия [6, 7, 8]. Выбор защитного покрытия и способа его нанесения должен проводиться с учетом их термостойкости и влияния на длительную прочность никелевых сплавов [9, 10].

Таким образом, проведенные испытания показали зависимость термостойкости покрытий от фазового и химического состава покрытий и легирования β - фазы хромом [11]. Кроме того, для покрытия ЭТ-3 высокая термостойкость является особенностью технологии в получении покрытия с применением экзотермической реакции, в результате чего увеличивается его стабильность.

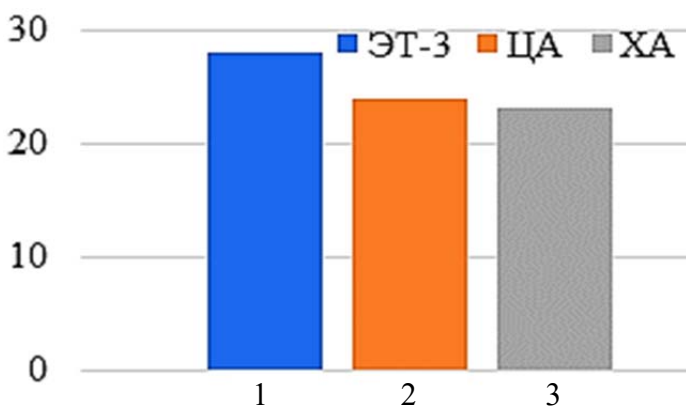


Рис. 5. Термостойкость исследуемых покрытий:
1. ЭТ – 3; 2. ЦА; 3. ХА

Fig. 4. Heat resistance of the coatings under study:
1. ET-3; 2. CA; 3. HA

Термостойкость (до появления трещин) исследуемых покрытий представлена в виде диаграммы на рис. 5. Из диаграммы видно, что покрытие, получаемое из водной суспензии по термостойкости, значительно выше ХА и ЦА покрытий.

Высокая термостойкость покрытия ЭТ-3, по сравнению с ЦА и ХА, будет способствовать и высокой стойкости при высокотемпературном окислении за счет повышенной концентрации хрома в наружной зоне покрытия, который обеспечивает формирование защитной пленки Al_2O_3 при пониженных концентрациях алюминия в слое и получением в структуре покрытия барьерного слоя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Установлено, что если не учитывать трещин в местах концентраторов напряжений (место перехода пера к замку, переход сечений в верхней части лопатки и около выходных щелей), то основными дефектами покрытий ХА, ЦА и ЭТ-3 являются выкрашивания, переходящие в трещины.

При исследованном режиме цикла $1100 \leftrightarrow 20^{\circ}\text{C}$ термостойкость покрытий составляет: покрытие ХА ~ 200 циклов, ЦА ~ 500 циклов и ЭТ-3 ~ 900 циклов.

Установлено, что термостойкость покрытий зависит от химического и фазового состава покрытия, а легирование β - фазы хромом позволяет увеличить термостойкость покрытия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Tamarin Y.A.** Protective coatings for turbine blades. ASM-International, 2002. 247 p.
2. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: «Интермет Инжиниринг», 2001. 622 с.
3. **Качанов Е.Б., Тамарин Ю.А.** Термомеханическая усталость защитных покрытий лопаток турбин // Технология легких сплавов. М.: ВИЛС. 2002. № 4. С. 122-128.
4. **Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.** Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Серия: Газотурбинные двигатели. Том II. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Общие сведения. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства: учебник для ВУЗов. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.
5. **Иванов Е.Г.** Температурный коэффициент линейного расширения алюминидов железа, никеля и хрома // Известия АН СССР. Металлы. 1986. № 2. С. 168–169.
6. **Moskovic R.** Mechanical Properties of precipitation-Strengthened Ni-Al-Cr Alloy based on an NiAl intermetallic compound // Journal of Materials Science. 1978. Vol. 13, no. 9. Pp. 1901-1906. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00552896>
7. **Tamarin Y.A., Soundyryn V.G., Vyckov N.G.** Thermo-mechanical fatigue tests of coatings for turbine blades // High Temperature Surface Engineering, Book 693, Published by IOM Communications Ltd, Cambridge, 2000. Pp. 157-169.
8. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В.** Термостойкость лопаток турбины ГТД с теплозащитным покрытием // Коррозия: материалы, защита. 2009. № 12. С. 1-3.
9. **Качанов Е.Б., Тамарин Ю.А.** Влияние защитных покрытий на длительную прочность жаропрочных сплавов // Технология легких сплавов. 2007. № 1. С. 140-148.
10. **Самойлов А.И.** Термические напряжения в алюминидных покрытиях / А.И. Самойлов, И.А. Игнатова, А.И. Кривко, Ю.А. Тамарин // Сборник “Вопросы авиационной науки и техники”. 1988. С. 45-49.
11. **Бахрунов К.К.** Анализ свойств хромоалитированных покрытий на никелевых жаропрочных сплавах // Ползуновский вестник. 2012. № 1/1. С. 28–31.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Зоричев Алексей Викторович, кандидат технических наук, Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков им. Героя Советского союза А.К. Серова, zorralex@yandex.ru

Пашенко Геннадий Трофимович, кандидат технических наук, Военное представительство МО РФ, pashenko_g07@mail.ru.

Парфеновская Ольга Алексеевна, кандидат технических наук, Московский политехнический университет, nissangt-r.2010@mail.ru.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой АТО и РЛА МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

Головнева Татьяна Игоревна, кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр «ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», golovnyev@ Rambler.ru.

COMPARATIVE STUDY OF PROTECTIVE COATINGS FOR HEAT RESISTANCE

Alexey V. Zorichev¹, Gennady T. Pashchenko², Olga A. Parfenovskaya³,
Vasily M. Samoilenko⁴, Tatyana I. Golovneva⁵

¹*Krasnodar Higher Military Aviation School of Pilots n.a. Hero of the Soviet Union A. K. Serov, Krasnodar, Russia*

²*Military Mission of the Russian Federation Defense Ministry, Moscow, Russia*

³*Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia*

⁴*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

⁵*Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia*

ABSTRACT

Modern gas turbine engines operate under changing temperature loads. Therefore, one of the important characteristics of the protective coatings used on the turbine blades is their high resistance to the occurrence and development of cracks under mechanical and thermal loads. The applied effective systems of internal heat removal of the cooled turbine blades lead to an increase in their heat stress. At present, cracks arising from thermal fatigue are one of the common defects of the protective coatings used on turbine blades. The heat resistance of coatings at high temperatures is determined by three factors: the shape of the part on which the coating is applied, the thickness of the coating and the phase composition of the surface layers or the maximum aluminum content in the coating. Therefore, when choosing a protective coating for these operating conditions, it is important to know the impact of these factors on the thermal stability of the coating. The paper presents a comparative study of various coatings on their resistance to crack formation under cyclic temperature change. The dependence of the heat resistance of the considered coatings on the method of their application and phase-structural state is established. Especially valuable is the established mechanism of formation and propagation of thermal fatigue cracks depending on the phase composition of the initial coating. It is shown that the durability of protective coatings with cyclic temperature change depends on the chemical composition of the coating and the method of its formation. The dependence of the formation of thermal fatigue cracks on the samples with the coatings under study on the number of cycles of temperature change is established.

Key words: heat resistance, crack, protective coating, durability, working blade.

REFERENCES

1. **Tamarin, Y.A.** (2002). *Protective coatings for turbine blades*. ASM International, 247 p.
2. **Abraimov, N.V. and Eliseev, Y.S.** (2001). *Khimiko-termicheskaya obrabotka zharo-prochnykh staley i splyavov* [Chemical and thermal treatment of heat-resistant steels and alloys]. Moscow: "Internet Engineering", 622 p. (in Russian)
3. **Kachanov, E.B. and Tamarin, Y.A.** (2002). *Termomekhanicheskaya ustalost zashchitnykh pokrytiy lopatok turbin* [Thermomechanical fatigue of protective coatings of turbine blades]. *Tekhnologiya legkikh splyavov* [Technology of lightweight alloys], Moscow: VILS, no. 4, pp. 122-128. (in Russian)
4. **Inozemtsev, A.A. Nikhamkin, M.A. and Sandratskiy V.L.** (2008). *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Seriya: Gazoturbinnyye dvigateli. Tom. II.*

Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Obshchiye svedeniya. Kompresory. Kamery sgoraniya. Forsazhnyye kamery. Turbiny. Vykhodnyye ustroystva. Uchebnik dlya VUZov [Fundamentals of designing aircraft engines and power plants. Series Gas turbine engines. Volume II. Fundamentals of aircraft engines and power plants design. General information. Compressors. Combustion chambers. Afterburners. Turbines. Output devices: Textbook for Universities]. Moscow: Mashinostroyeniye, 366 p. (in Russian)

5. **Ivanov, E.G.** (1986). *Temperaturnyy koefitsiyent lineynogo rasshireniya alyuminidov zheleza, nikelya i khroma* [Temperature coefficient of linear expansion of aluminides of iron, nickel and chromium]. *Izvestiya Academy of Sciences of the USSR. Metals*, no. 2, pp. 168-169. (in Russian)

6. **Moskovic R.** (1978). *Mechanical properties of precipitation-strengthened Ni-Al-Cr alloy based on an NiAl intermetallic compound*. *Journal of Materials Science*, vol. 13, no. 9, pp. 1901-1906. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00552896>

7. **Tamarin Y. A., Sundryrin, V.G. and Bychkov, N.G.** (2000). *Thermo-mechanical fatigue tests of coatings for turbine blades*. *High Temperature Surface Engineering*, Book 693, IOM Published by Communications Ltd, Cambridge, 2000, pp. 157-169.

8. **Samoylenko, V.M., Fatyanov, E.A. and Zorichev, A.V.** (2009). *Termostoykost lopatok turbiny GTD s teplozashchitnym pokrytiyem* [The Heat Resistance of GTE turbine blades with thermal protection coating]. *Korroziya: materialy, zashchita* [Corrosion: materials, protection], no. 12, pp. 1-3. (in Russian)

9. **Kachanov, E.B. and Tamarin, Y.A.** (2007). *Vliyaniye zashchitnykh pokrytiy na dlitelnyuyu prochnost zharoprochnykh splavov* [Influence of protective coatings on long-term strength of heat-resistant alloys]. *Tekhnologiya legkikh splavov* [Technology of lightweight alloys] no. 1, pp. 140-148. (in Russian)

10. **Samoylov, A.I., Ignatova, I.A., Krivko, A.I. and Tamarin Y.A.** (1988). *Termicheskiye napryazheniya v alyuminidnykh pokrytiyakh* [Thermal stresses in aluminide coatings]. *Voprosy aviatsionnoy nauki i tekhniki* [Issues of aviation science and technology], pp. 45-49. (in Russian)

11. **Bakhrunov, K.K.** (2012). *Analiz svoystv khromoalitivirovannykh pokrytiy na nikelevykh zharoprochnykh splavakh* [Analysis of the properties of chromolithograph coatings on nickel superalloys]. *Polzunovskiy Vestnik* [Polzunov Bulletin], no. 1/1, pp. 28-31. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexey V. Zorichev, Candidate of Technical Sciences, the Krasnodar Air Force Institute for Pilots n. a. Hero of the Soviet Union A. K. Serov, zorralex@yandex.ru.

Gennady T. Pashchenko, Candidate of Technical Sciences, Military Mission of the Russian Federation Defense Ministry, pashenko_g07@mail.ru.

Olga A. Parfenovskaya, Candidate of Technical Sciences, Moscow Polytechnic University, nissangt-r.2010@mail.ru.

Vasily M. Samoylenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Chair of Aviation Fuel Supply and Aircraft Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoilenko@mstuca.aero.

Tatyana I. Golovneva, Candidate of Technical Sciences, Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", golovnyev@rambler.ru.

Поступила в редакцию 21.09.2019
Принята в печать 23.01.2020

Received 21.09.2019
Accepted for publication 23.01.2020